



DEUTSCHES  
PATENTAMT

②① Aktenzeichen: P 38 29 329.3  
②② Anmeldetag: 30. 8. 88  
④③ Offenlegungstag: 16. 3. 89

*Erfindung*

DE 3829329 A1

③⑩ Unionspriorität: ③② ③③ ③①

02.09.87 ES 02.544

⑦① Anmelder:

Munoz Saiz, Manuel, Madrid, ES

⑦④ Vertreter:

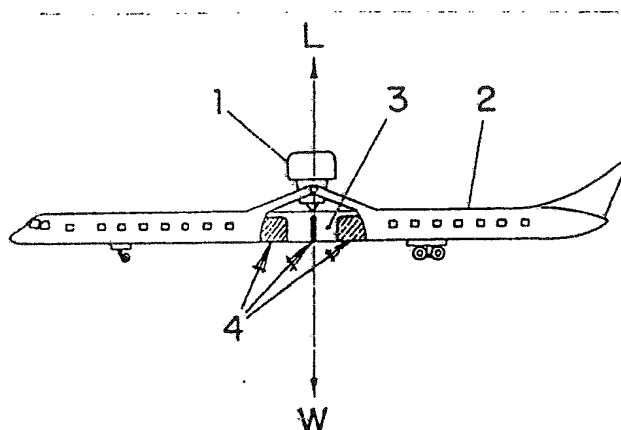
Ratzel, G., Dipl.-Chem. Dr.rer.nat., Pat.-Anw., 6800  
Mannheim

⑦② Erfinder:

Antrag auf Nichtnennung

⑤④ Tragvorrichtung für senkrecht startende Luftfahrzeuge auf Grund der direkten Wirkung des Stroms der Motoren

Die Erfindung betrifft eine Tragvorrichtung für senkrecht startende Luftfahrzeuge aufgrund der direkten Wirkung des Stroms der Motoren und besteht in einer direkten Anwendung der Antriebskraft der Motoren ohne Mitwirkung der Flügel. Die Achse oder der angewandte Kraftvektor haben dieselbe Intensität, Richtung und Drehsinn wie diejenigen der resultierenden vektorialen Summe der Kräfte, die notwendig sind, um das Luftfahrzeug zu bewegen und ist gleich und entgegengesetzt derjenigen, die sich aus der Summe der Widerstände ergibt, die zu überwinden sind, und zwar das Gewicht und der Gesamtwiderstand gegen die Vorwärtsbewegung. Die Kräfte können auch getrennt angewandt werden, und zwar eine Kraft als Gegengewicht gegen das Gewicht und die andere zur Überwindung des Gesamtwiderstandes gegen die Vorwärtsbewegung. Die Motoren drehen sich um die transversale Achse des Flugzeuges und werden durch hydraulische Hämmer oder aber mittels elektrischer oder hydraulischer Motoren und ein System von Getrieben bewegt.



DE 3829329 A1

1. Tragvorrichtung für senkrecht startende Luftfahrzeuge auf Grund der direkten Wirkung des Stroms der Motoren, dadurch gekennzeichnet, daß wenigstens ein Motor in einer Öffnung angebracht ist, die im Flugzeug gemäß dem Schwerpunktszentrum desselben und nach hinten vorgesehen ist, daß der genannte Motor sich oberhalb des Schwerpunktszentrums des Flugzeuges befindet, wobei der Motortrieb das Gewicht und den gesamten Widerstand gegen die Vorwärtsbewegung ausgleicht, daß der genannte Motor fest liegen oder in variabler Form geneigt werden kann, daß, wenn dieser Motor sich in feststehender Position befindet, ein Flügel benutzbar ist, um die Neigung des Luftstroms oder der Gase umzukehren, oder, daß eine bewegliche Düse oder "Fan" benutzbar ist, um einen vertikalen Schub oder Auftrieb zu erzeugen, daß jedoch wenn anderseits der Motor eine variable Neigungsmöglichkeit aufweist, diese mittels einer Achse erreichbar ist, die auf den Trägern des Flugzeuges angeordnet ist und durch eine Getriebetransmission betätigbar ist.
2. Tragvorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß in dem Luftstrom des Motors radiale Flügel vorgesehen sind, die das Drehmoment des Motors beseitigen und die Kontrolle und Stabilität bei niedriger Geschwindigkeit oder vertikalem Fluge gestatten, zu welchem Zwecke einige von diesen drehbar gelagert sein können, so daß sie auch zur Kontrolle des Kurses dienen.

## Beschreibung

Die vorstehende Erfindung bezieht sich auf eine Tragvorrichtung für senkrecht startende Luftfahrzeuge auf Grund der direkten Wirkung der Strömung der Motoren. Diese Anordnung ist eine Antriebsvorrichtung, die das senkrechte Starten und die gesamte oder teilweise Tragfähigkeit während des horizontalen Fluges durch direkten Antrieb der Motoren sicherstellt. Falls es erforderlich sein sollte, kann die Geometrie oder das Profil der Ebenen geändert oder ihr Angriffswinkel variiert werden, um die Tragfähigkeit während der horizontalen Vorwärtsbewegung zu garantieren.

Die Erfindung wendet die Triebkraft der Motoren ohne Mitwirkung der Flügel direkt an. Die angewandte Achse oder der Kraftvektor hat die Intensität, Richtung und Drehsinn, die gleich der resultierenden vektorialen Summe der Kräfte ist, die notwendig sind, um das Luftfahrzeug zu bewegen, und ist gleich und entgegengesetzt derjenigen, die sich aus der Summe der Widerstände ergibt, die überwunden werden müssen, d. h. also dem Gewicht und dem Gesamtwiderstand gegenüber der Vorwärtsbewegung in der Luft.

Die Kräfte können auch getrennt angewandt werden, und zwar eine Kraft, um das Gewicht auszugleichen, und die andere, um den Gesamtwiderstand gegen die Vorwärtsbewegung zu kompensieren.

Die Motoren können vom Typ Superfan, UHF, besonders hoher Ableitung, UDF oder aber vom Typ Propeller ohne Kanal, Propellerturbine oder auch Propellermotor sein, wenngleich dieser letztere weniger wirksam ist.

Die "Fans" oder Propeller des Motors sollen sich in dem erhöhten Teil des Luftfahrzeuges oberhalb des Schwerkraftzentrums befinden, damit der Antrieb zum

Ausgleich des Rückschlages dem Luftfahrzeug die erforderliche Stabilität verleiht. Falls mehrere Motoren verwandt werden, ist sicherzustellen, daß diese so nahe bei einander wie nur irgendmöglich oberhalb des Schwerkraftzentrums aufgestellt werden. Alle Motoren können vom Typ "Fan" oder lenkbare Düse sein.

Die Motoren drehen sich um die transversale Achse des Flugzeuges, bewegt durch hydraulische Hämmer oder aber elektrische oder hydraulische Motoren und ein System von Getrieben. Ein Schutzschirm in der hinteren oberen Zone der Haube (cowl) verbessert die Leistungsfähigkeit der Motoren.

Wenn verschiedene Motoren benutzt werden, können einige derselben fest montiert sein und mit dem Drehsinn und der Richtung übereinstimmen, die sich aus den Vektoren des Antriebs und der Tragfähigkeit während des horizontalen Fluges ergeben. Aus diesem Grunde sollen sie mit einem Flügel in der unteren hinteren Zone versehen sein, um den Luftstrom während des Senkrechtstartens in gerader Richtung zu lenken, oder es sind ein "Fan" oder eine lenkbare Düse zu verwenden, alles dies sind Vorrichtungen, um den möglichen Drehungen um die Querachse entgegenzuwirken.

Eine geringfügige Neigung kann dadurch erreicht werden, daß eine asymmetrische Leistung benutzt wird.

Die Luftkühlung, die gegen eine Vereisung wirkende Luft, der hydraulische Druck und der elektrische Strom können gut aus den fest montierten Motoren entnommen werden.

Während der horizontalen Vorwärtsbewegung kann es sich als zweckmäßig erweisen, das Schwerkraftzentrum zum Zwecke einer erhöhten Wirksamkeit zurückzuverlagern.

Die Flügel des Luftfahrzeuges werden lediglich zum Zwecke der Stabilisierung benutzt, und werden in Tragvorrichtungen verwandelt, wenn ihr Angriffswinkel erhöht oder aber ihr Profil mittels "Flaps" (Querruder), horizontale Stabilisierungsvorrichtung etc. verändert wird. Zu diesem Zwecke ist es zweckmäßig, wenn das Druckzentrum, das sich aus der ganzen Oberfläche ergibt, während der horizontalen Vorwärtsbewegung etwas nach hinten verlagert wird. Es ist sicherzustellen, daß der Anwendungspunkt des gesamten Widerstandes gegenüber der Vorwärtsbewegung im Verhältnis zu dem Schwerkraftzentrum und dem Punkt der Anwendung des Antriebs nach hinten verlagert wird.

Radiale Flügel mit bis zu vier verschiedenen Aufgaben im Luftstrom beseitigen das Drehmoment des Motors und können dazu verwandt werden, um bei geringer Geschwindigkeit oder einem vertikalen Flug eine Kontrolle auszuüben und die Stabilität sicherzustellen. Aus diesem Grunde können einige dieser Flügel beweglich angeordnet sein, so daß sie beim Drehen um die Achse eines jeden Flügels den Kurs kontrollieren.

Wenn die Flügel der transversalen Achse des Flugzeuges sich in demselben Sinne drehen, kontrollieren sie die Drehbewegung um die Querachse. Wenn anderseits nur die Flügel der längsweisen Achse sich in demselben Sinne drehen, kontrollieren sie das seitliche Schwanken. Einer der am weitesten vorn liegenden Flügel kann aus dem unteren Teil des Luftfahrzeuges hervorragen und auf diese Weise die Richtung bei dem horizontalen Flug kontrollieren.

Die Verlagerung des Schwerkraftzentrums kann beim Aufstieg für die Stabilisierung nützlich sein.

Die Stabilität kann stets durch Gyroskope kontrolliert werden.

Beim horizontalen Flug können die Richtung, die Tie-

fe oder das seitliche Schwanken in der herkömmlichen Form kontrolliert werden.

Der Vektor, der sich aus der Tragfähigkeit der Ebenen ergibt, soll sich in der Nähe des Schwerpunktzentrums befinden, wenn der "Flap" des Angriffs und Start-  
randes herausgezogen wird.

Für den horizontalen Flug können zusätzliche Motoren an jeder Stelle des Luftfahrzeuges vorgesehen werden, jedoch vorzugsweise in der vorderen Zone zum Zwecke der Sicherstellung einer größeren Stabilität.

Der Auf- oder Abstieg wird mit der Leistung kontrolliert, wenn nur eine geringe horizontale Verlagerung erfolgt. Mit der horizontalen Geschwindigkeit kann der Aufstieg durch eine Neigung des Motors oder dadurch kontrolliert werden, daß das Tiefenruder betätigt wird oder auch durch die Verwendung einer verschiedenen Leistung.

Beim Abstieg kann die Flügelwirkung zur Sicherstellung der erforderlichen Tragfähigkeit benutzt werden, um die Verwendung der Motoren aufzuschieben, bis das Flugzeug sich dem Boden nähert.

Hierzu ist es erforderlich, daß die Zone durch die der Luftstrom oder die Gase strömen, frei ist. Aus diesem Grunde ist in einigen Fällen die hintere Zone des Luftfahrzeuges in zwei Hälften unterteilt, wobei der Strom durch diese hindurchfließt. In anderen Fällen ist es ausreichend, wenn die zentrale Zone hinter dem Motor frei ist.

Das Schwerkraftzentrum wird mittels Pumpen von Brennstoff aufrechterhalten oder verlagert.

Die Anlagen der drehbaren Motoren sollen zweckmäßigerweise flexibel und verdeckt oder geschützt sein und; falls es gewünscht wird, sollen sie aus dem Inneren der Achse herausragen.

Aus den obigen Ausführungen geht hervor, daß die vorliegende Erfindung im Vergleich zu den gegenwärtig bekannten Methoden eines senkrechten Startes von Flugzeugen die folgenden Vorteile bietet:

Wenn einer der Motoren zum Stillstand kommt, wird auf Grund der Stabilität kein großes Drehmoment geschaffen;

das Flugzeug kann überall starten und landen, auch auf in Bewegung befindlichen Fahrzeugen, was im Falle einer Panne von großer Bedeutung ist;

das Flugzeug kann in der herkömmlichen Weise landen und starten oder aber in gemischter Form bei geringer Geschwindigkeit;

die Landungen sind sehr sanft;

das Landegestell kann sehr leicht sein;

die Landungen und Startoperationen sind wegen der geringen Geschwindigkeit weniger gefährlich;

beim Starten und Landen wird nur die für die Aufrechterhaltung der Tragfähigkeit erforderliche Leistung benötigt, d. h. also etwa 1/3 der gesamten Leistungsfähigkeit. Bei den herkömmlichen Flugzeugen wird außerdem eine Leistungsfähigkeit benötigt, um den Gesamtwiderstand gegenüber der Vorwärtsbewegung zu überwinden. Diese ist beim Start besonders hoch, insbesondere der Widerstand, der dadurch erzeugt wird, daß der "Flap" in ausgefahrenem Zustand benutzt wird, oder durch den großen Angriffswinkel;

obwohl der "Flap" in Notfällen benutzt werden kann, ist er nicht erforderlich;

es werden keine schwierigen komplexen Unterstützungen oder ILS benötigt;

die Manöver sind schneller;

es besteht ein geringeres Risiko eines Zusammenstoßes; der Wind spielt bei Landungen und beim Starten in

kleinen geschützten Zonen keine Rolle;

der Zusammenstoß mit Vögeln auf Grund der niedrigeren Verlagerungsgeschwindigkeit bei geringen Höhen und auch deshalb weil der Anprall weniger kräftig ist, ist nicht sehr bedeutsam;

Landungen und Starts ohne Sichtbarkeit sind weniger schwierig;

das Betanken während des Fluges ist einfacher, da das Flugzeug statisch verbleibt. Auf diese Weise ist es möglich, mit weniger Gewicht zu starten und in gewissen periodisch wiederkehrenden Zeiträumen während des Fluges zu tanken, wodurch eine große Ersparnis eintritt; die Leistung ist größer, da kein induzierter Widerstand erzeugt wird, auf Grund der Nichtbenutzung der Flügel zur Erziehung der Tragfähigkeit, da das Gewicht niedriger ist und auch die Brennstoffkosten deshalb geringer sind.

Anschließend soll die Erfindung auf Grund der Zeichnungen die bevorzugten Ausführungsformen darstellen, näher erläutert werden.

Es zeigen:

Fig. 1 die Aufstellung eines Motors auf dem Luftfahrzeug mit einer zweckmäßigen Neigung, um die Tragfähigkeit und die horizontale Vorwärtsbewegung sicherzustellen.

Fig. 2 ein Luftfahrzeug im Augenblick des Startens oder Landens.

Fig. 3 eine Anordnung mit drei Motoren im Augenblick des senkrechten Startens, mit der Zone hinter den Motoren in geöffnetem Zustand.

Fig. 4 eine Variante der Ausführung, bei der der freie oder hohle Teil lediglich in der Mitte des Luftfahrzeuges liegt, und der hinter den Motoren gelegene Teil auch bei vertikaler Fluganordnung benutzt wird.

Fig. 5 eine Variante, bei der fast die ganze obere Zone der gesamten unteren Fläche des Luftfahrzeuges für die Zwecke der Unterbringung der Besatzung benutzt wird. Die Motoren befinden sich in der horizontalen Fluganordnung und einige von diesen können in der genannten Stellung fast angeordnet sein.

Fig. 6 eine weitere Variante in der Ausführung der vorstehenden Erfindung, bei der die Vortriebsanordnung auf einen "fliegenden" Flügel angewandt wird, aber ebenfalls auf dem Schwerpunktszentrum.

Fig. 7 einen "Superfan"-Motor mit fester Neigung, entsprechend dem Antrieb und der Vorwärtsbewegung.

Fig. 8 eine Turbine mit variabler Neigung.

Bezüglich der Fig. 1 ist bereits darauf hingewiesen worden, daß diese die Lage eines Motors 1 auf dem Luftfahrzeug 2 mit einer ungefähren Neigung erkennen läßt, um die Tragfähigkeit und horizontale Vorwärtsbewegung sicherzustellen.

In der genannten Figur ist der Vektor  $W$  wiedergegeben, der das Gewicht darstellt. Der Vektor  $D$  ist der Gesamtwiderstand gegenüber der Vorwärtsbewegung. Der Vektor  $T$  entspricht dem Antrieb, um ein Gegengewicht gegen das Gewicht und den Widerstand zu liefern, und zeigt die Richtung und den Drehsinn, in dem die Antriebskraft anzuwenden ist.

Der Hohlraum 3 erlaubt die Zirkulation des Luftstromes oder der Gase durch den Rumpf des Flugzeuges und nach unten.

Die Fig. 2 zeigt ein Luftfahrzeug in dem Augenblick des Startes oder der Landung, das, wie man sieht, nur den Vektor  $W$  überwinden muß. Die radialen Flügel 4, von denen nur drei gezeigt wurden, dienen zur Kontrolle der 3 hauptsächlichsten Achsen des Flugzeuges. In der genannten Figur ist auch der Vektor  $L$  wiedergegeben, der

der Tragfähigkeit dient.

In der Fig. 3 ist eine Anordnung mit drei Motoren im Augenblick des vertikalen Starts ersichtlich, mit einer offenen Zone hinter den Motoren, in der 5 den vertikalen Stabilisator, 6 das Richtungsrudder, 7 das Tiefenrudder 5 und 8 die Querruuder darstellen.

In der Fig. 4 wird eine Variante gezeigt, in der der freie oder hohle Teil nur in der Mitte des Flugzeuges und in dem hinteren Teil liegt. Die benutzten Motore befinden sich ebenfalls in vertikaler Fluganordnung, bei 10 der 9 die "Flaps" oder Tiefenrudder sind.

Die Fig. 5 stellt eine Variante dar, bei der fast die gesamte obere Zone der ganzen unteren Oberfläche des Luftfahrzeuges für die Unterbringung der Besatzung benutzt wird. Die Motoren befinden sich in horizontaler 15 Fluganordnung und einige von diesen können in der genannten Stellung fest angebracht sein.

Die Fig. 6 gibt eine weitere Variante der Ausführung der vorstehenden Erfindung wieder, bei der die Vortriebsanordnung auf einen "fliegenden" Flügel angewandt wird, aber gleichfalls auf das Schwerpunktszentrum. 20

In der Fig. 7 ist ein "Superfan"-Motor mit fester Neigung wiedergegeben, die dem Schub der Tragfähigkeit und der Vorwärtsbewegung entspricht. Der Flügel 11, 25 angeordnet in der hinteren Zone, dient zur Umkehr der Neigung des Luftstroms oder der Gase, um einen vertikalen Schub zu produzieren. Dieser wird mittels des Hammers 12 betätigt, wobei 13 die Struktur des Flugzeuges darstellt, 14 den Flügel zur Richtungskontrolle, 30 der auf den aus der Turbine oder "Fan" herauskommenden Strom wirkt, und der, da seine Achse um etwa 45 Grad geneigt ist und an der unteren Zone des Rumpfes herausragt, auch als Richtungskontrolle beim horizontalen Flug dienen kann. Die Ziffer 16 ist die Stütze des 35 Motors an dem Flugzeug und die Anlagen zwischen dem Motor und dem Flugzeug können in dem Inneren 17 verlaufen.

Schließlich zeigt die Fig. 8 eine Turbine mit variabler Neigung, die sich um die Achse 18 auf dem Träger 19 40 des Luftfahrzeuges und dem Lager 20 dreht, betätigt durch die Ritzel 21. Die Anlagen des elektrischen pneumatischen und hydraulischen Systems etc. können durch die hohle Achse 22 verlaufen, während sich die Ziffer 23 45 auf die untere Oberfläche bezieht.

Nachdem so das Wesen vorliegender Erfindung sowie ferner auch die Form ihrer praktischen Ausführung ausreichend beschrieben worden sind, ist hervorzuheben, daß die oben beschriebenen und in den beigefügten Zeichnungen wiedergegebenen Anordnungen in ihren 50 Einzelheiten abgeändert werden können, sofern dadurch das Grundprinzip der Erfindung nicht geändert wird.

55

60

65

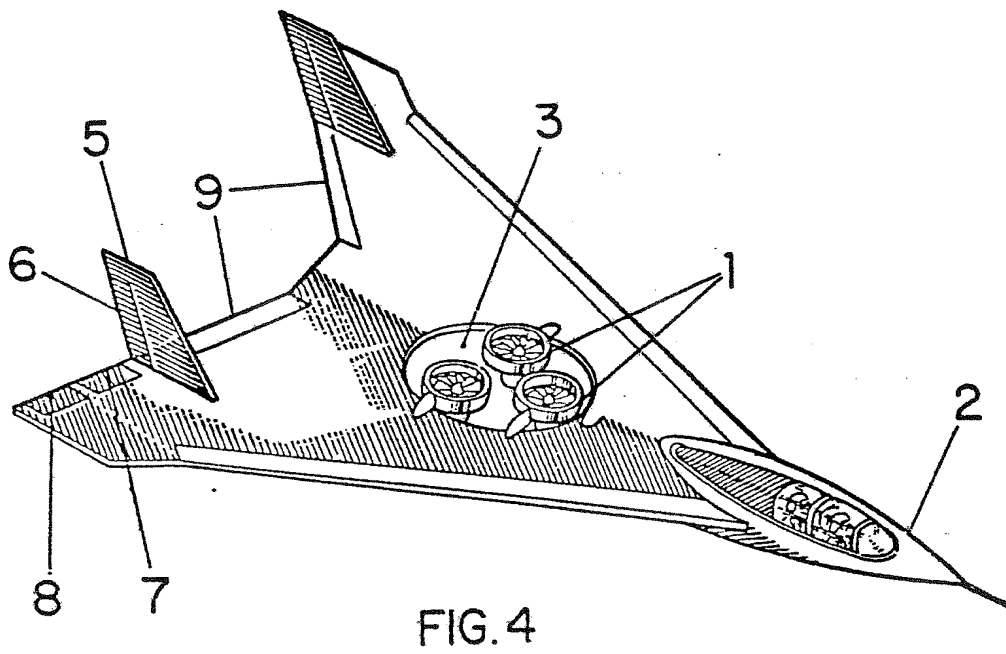
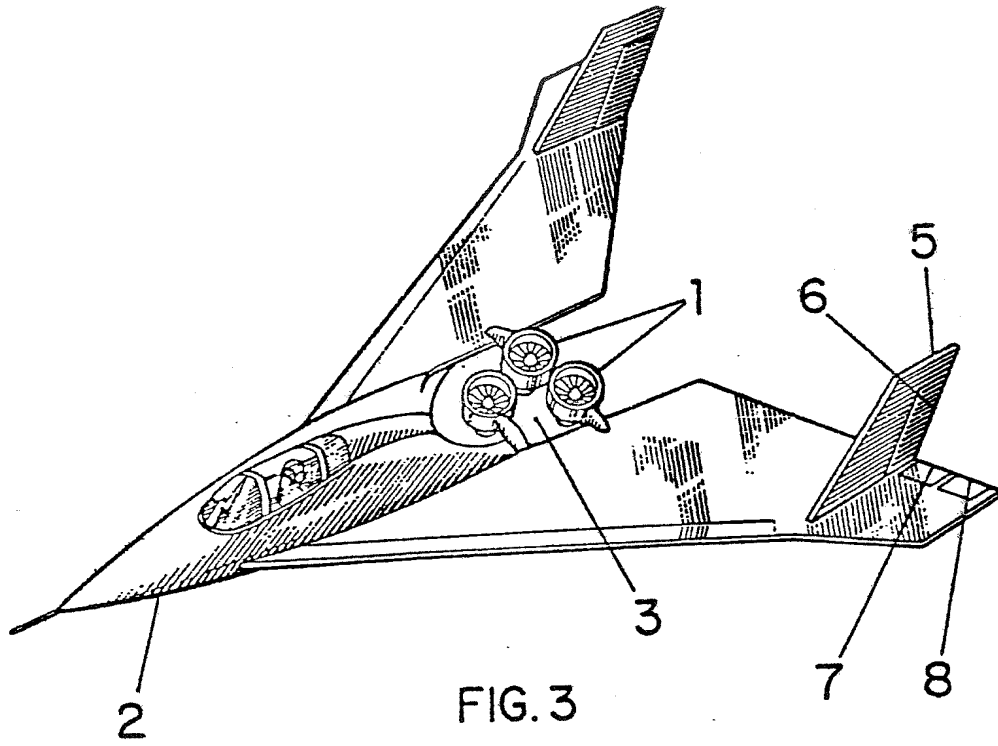
- Leerseite -

38 29 329  
B 64 C 29/00  
30. August 1988  
16. März 1989

The diagram illustrates the relationship between the center of buoyancy (1) and the center of gravity (2) of a ship's hull. The hull is shown in cross-section, with the waterline indicated by a dashed line. The center of buoyancy (1) is located at the intersection of the vertical line (L) and the horizontal line (D). The center of gravity (2) is located at the intersection of the vertical line (L) and the horizontal line (DW). The diagram also shows the relationship between the waterline (D) and the center of buoyancy (1) and the center of gravity (2). The labels TL, L, T, W, DW, and D are used to identify the various components and lines in the diagram.

908 811/537

3829329



3829329

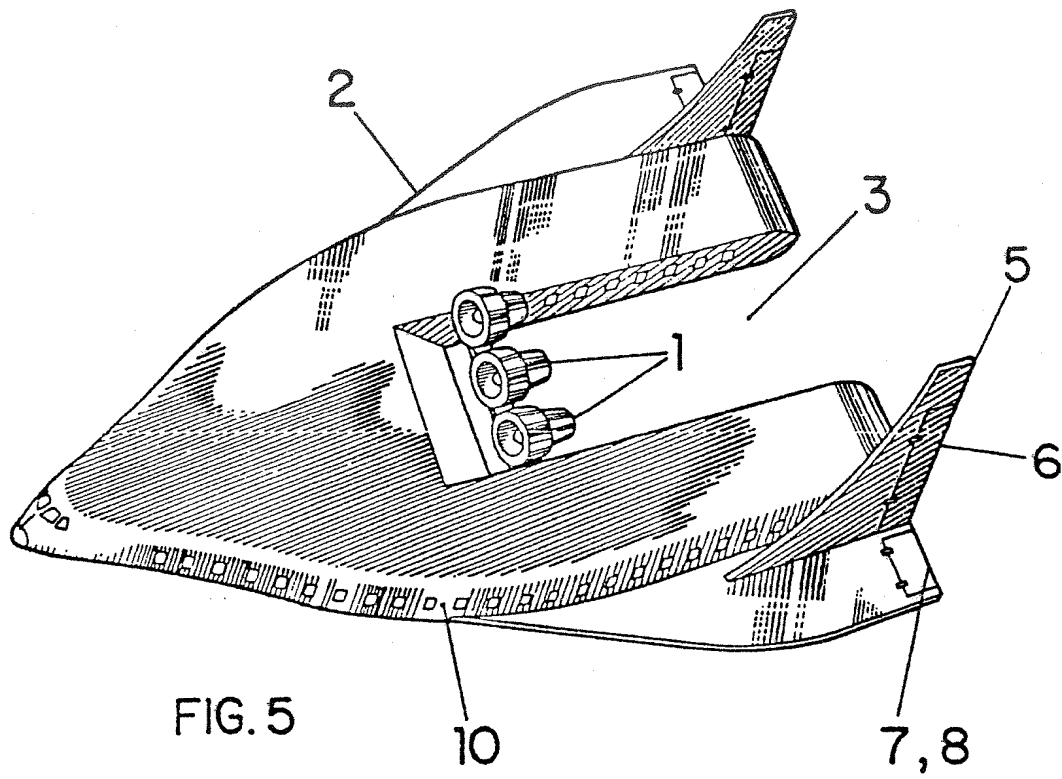


FIG. 5

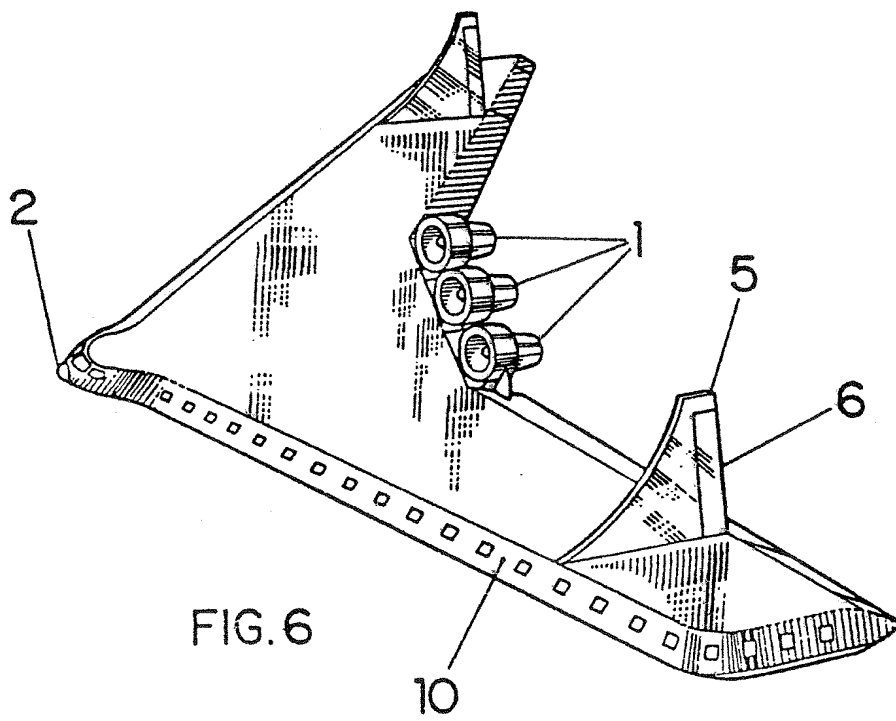


FIG. 6



3829329

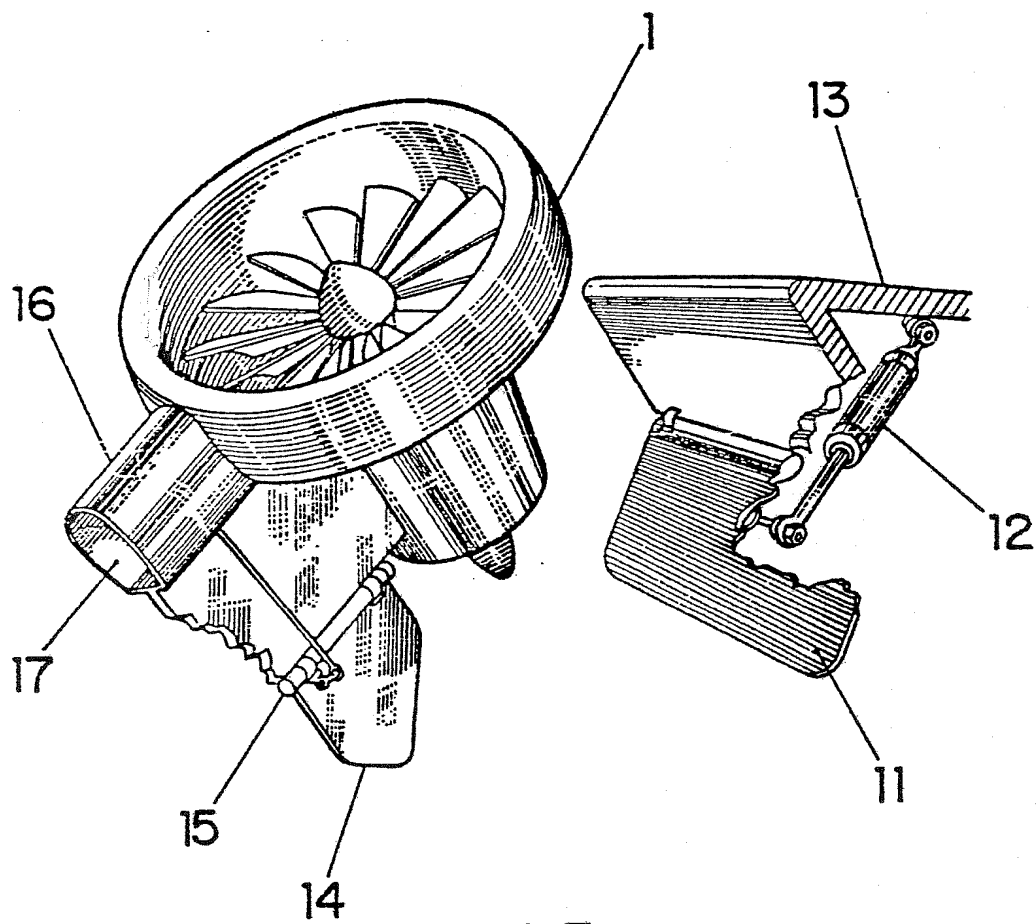


FIG. 7

21-1  
21

3829329

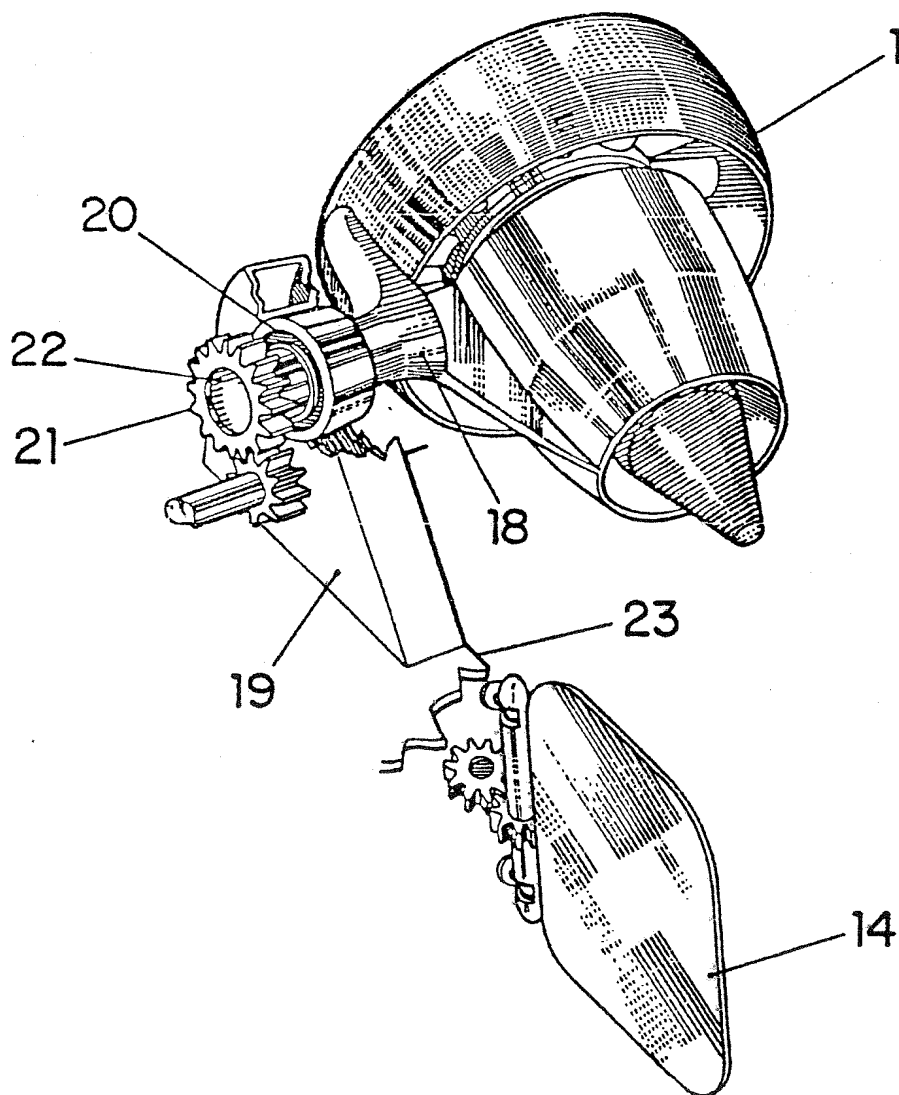


FIG. 8